

Institutsbericht
IB 111-2014/10

DLR@Uni Projekt
– Supercooled Large Droplet Icing (SuLaDI) –
Untersuchung zur Umsetzung eines
Vereisungsdetektionskonzeptes

C. Deiler

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

24 Seiten
11 Abbildungen
12 Literaturquellen

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Abteilung Flugdynamik & Simulation

Stufe der Zugänglichkeit: II, intern und extern beschränkt zugänglich

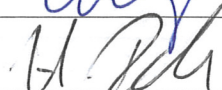

Braunschweig, 06. Februar 2014

Institutsdirektor: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag

Abteilungsleiter: Dr.-Ing. H. Duda

Verfasser: Dipl.-Ing. C. Deiler

Unterschriften:

Übersicht

Der vorliegende Bericht beinhaltet die Umsetzung eines Konzeptes zur Detektion aerodynamischer Vereisung mittels Methoden der Systemidentifizierung. Aus (simulierten) Messdaten werden mit Hilfe des vorgestellten Algorithmus nutzbare Datensegmente extrahiert und diese in der Parameterschätzung weiter prozessiert. Die Ergebnisse für die Parameter dienen dann zur Auslösung einer Eisdetektion. Es werden das Verhalten des Systems sowie erste Ergebnisse zur Detektion bewertet.

Abstract

This report contains the description of a concept implementation for aerodynamic icing detection by using system identification methods. The herein presented algorithm extracts usable data from (simulated) measurements, which are further processed with parameter estimation methods. The parameter results are used to trigger ice detection. The system behavior and the first detection results are evaluated.

Inhaltsverzeichnis

Nomenklatur	v
1 Einleitung	1
2 Konzeptumsetzung	2
3 Eismodellierung und Flugsimulation	4
3.1 Generierung der simulierten Messdaten	5
4 Datenparser	8
4.1 Wavelet Transformation	8
4.2 Wavelet Parser	11
5 Identifizierungssoftware	13
6 Detektion der Vereisung aus Ergebnissen der Parameterschätzung	14
7 Offline Softwareimplementierung der Detektion	15
7.1 Optionale Windabschätzung	15
8 Test der Systemumsetzung	17
8.1 Versuchsaufbau für die Testläufe	17
8.2 Ergebnisse der Testläufe	18
9 Fazit	24
Literatur	25
A Anhang	27

Nomenklatur

Lateinische Symbole

a, a_m	Approximationskoeffizient (FOWT)	
a_x	Beschleunigung entlang der flugzeugfesten x -Achse	m/s ²
a_y	Beschleunigung entlang der flugzeugfesten y -Achse	m/s ²
a_z	Beschleunigung entlang der flugzeugfesten z -Achse	m/s ²
b	Bias	
$C_{(\cdot)}$	Beiwert	1
C_{A0}	Nullauftriebsbeiwert	1
$C_{A\alpha}$	Auftriebsanstieg	1
C_{W0}	Nullwiderstandsbeiwert	1
d, d_m	Detailkoeffizient (FOWT)	
d_{crit}	Grenzwert des Koeffizienten	
f	Signal	
g, h	Wavelet Filterfunktion	
H	Höhe	ft, m
J	Kostenfunktion	
$K_{I,(\cdot)}$	Verstärkung (I-Anteil)	
$K_{P,(\cdot)}$	Verstärkung (P-Anteil)	
l_{max}	maximale Manöverlänge	
l_{min}	minimale Manöverlänge	
l_{win}	Fensterbreite	
m	Zerlegungsstufe	
N	Anzahl der Messpunkte	
n	Anzahl der gewichteten Kanäle	
p	Rollgeschwindigkeit	rad/s
q	Nickgeschwindigkeit	rad/s
r	Giergeschwindigkeit	rad/s

t	Zeit	h, min, s
u	Eingangssignal	
u	Geschwindigkeit entlang der x -Achse	kt, m/s
v	Geschwindigkeit entlang der y -Achse	kt, m/s
V_{IAS}	angezeigte Fluggeschwindigkeit (engl. indicated airspeed)	kt, m/s
V_{TAS}	wahre Fluggeschwindigkeit (engl. true airspeed)	kt, m/s
w	Geschwindigkeit entlang der z -Achse	kt, m/s
x	Koordinate in x -Richtung	m
y	Koordinate in y -Richtung	m
y	simuliertes Ausgangssignal	
z	gemessenes Ausgangssignal	

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel	°, rad
β	Schiebewinkel	°, rad
δ_T	Schubhebelstellung	°, rad
η	Höhenruderausschlag	°, rad
Φ	Hängewinkel	°, rad
Ψ	Gierwinkel, Richtungswinkel (engl. <i>heading</i>)	°, rad
Ψ	Wavelet Funktion	
Θ	Nickwinkel	°, rad
ξ	Querruderausschlag	°, rad

Indizes

a	aerodynamisches Koordinatensystem
Basis	eisfrei
Eis	vereist
f	flugzeugfestes (körperfestes) Koordinatensystem
g	geodätisches Koordinatensystem
i	Laufindex

k Laufindex

w Wind

1 Einleitung

In Kooperation mit der Technischen Universität Braunschweig beschäftigen sich vier Institute des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt am Standort Braunschweig mit der Untersuchung von aerodynamischer Vereisung an Flugzeugen. Vereisung kann sich auf verschiedenste Arten am Flugzeug ausbilden. Neben den Tragflächen können das Höhenleitwert, die Steuerflächen, die Triebwerke, verschiedene Sensoren, etc. beeinflusst und gegebenenfalls in ihrer Funktion stark eingeschränkt werden. Weiterhin kann es trotz aktiver Enteisungssysteme dazu kommen, dass sich – gerade im Fall von großen unterkühlten Tropfen (SLDs) – Eis auch an ungeschützten Stellen ansetzt, so dass die Gegenmaßnahmen nicht greifen. Dies betrifft vor allem Stellen stromabwärts hinter den Enteisungssystemen, an denen sich sog. *runback*-Eis bildet. Gerade deshalb ist eine Detektion der Vereisung im Flug sinnvoll und erstrebenswert.

Im Zuge des DLR@Uni Projektes „Supercooled Large Droplets Icing“ (SuLaDI) werden unter anderem vom Institut für Flugsystemtechnik die Auswirkungen von Vereisung auf das Gesamtflugzeug genauer betrachtet. Ein Ziel der Arbeiten ist, ein System zur Detektion von Vereisung am Flugzeug zu entwickeln, welches nach Möglichkeit ohne Erweiterung der vorhandenen Sensorausstattung auskommt. Ein solcher Konzeptansatz wurde in [DEI1320] vorgestellt und wird hier näher betrachtet bzw. umgesetzt. Da gerade die Flugleistungen von der Vereisung stark beeinflusst werden, basiert die Grundidee des umgesetzten Konzeptes auf deren Änderung.

Das aus dem Konzept entwickelte System enthält mehrere Teile, die jeweils eine andere Aufgabe besitzen. Die gemessenen Daten werden zunächst portioniert und bzgl. ihrer Verwendbarkeit bewertet, danach wird eine Parameterschätzung durchgeführt. Deren Ergebnis muss abschließend noch evaluiert werden. Zur Generierung der gemessenen Daten kommt ein zuvor erstelltes Simulationsmodell der VFW 614 ATTAS zum Einsatz [DEI12], welches so modifiziert ist, dass es Vereisung nach z. B. [BReA00, S. 4 ff] darstellen kann.

2 Konzeptumsetzung

Die Detektion von Vereisung an aerodynamisch wirksamen Flächen geschieht herkömmlich durch die Verwendung von Eissonden an bestimmten Stellen des Flugzeuges und der Annahme, dass sich auch Eis an anderen Stellen (Flügel, Rumpf, Leitwerke, etc.) ansammelt, wenn die Sensoren Eis erkennen. Daraufhin werden die Gegenmaßnahmen des Flugzeuges aktiviert, und man geht von einer im Weiteren eisfreien Konfiguration des Flugzeuges aus. Doch diese Methode hat den Nachteil, dass nicht immer davon ausgegangen werden kann, dass sich an allen Stellen des Flugzeuges Eis gleichmäßig ansammelt, und somit eine aerodynamisch wirksame Fläche einen Eisansatz haben kann, ohne dass der Detektor reagiert. Weiterhin kann es auch trotz aktivierte Gegenmaßnahmen zu Vereisung an bestimmten Stellen des Flugzeuges kommen, und diese kann mit den aktuellen Systemen nicht detektiert werden. Um unter anderem diese Probleme zu adressieren und eine Möglichkeit der Detektion ohne zusätzliche Sensoren am Flugzeug zu entwickeln wird das in [DEI1320] vorgestellte Konzept zur Eisdetektion als Grundlage für eine erste Systemumsetzung genutzt. In Abbildung 1 ist die grundlegende Struktur der hier entwickelten Detektionsmethode dargestellt.

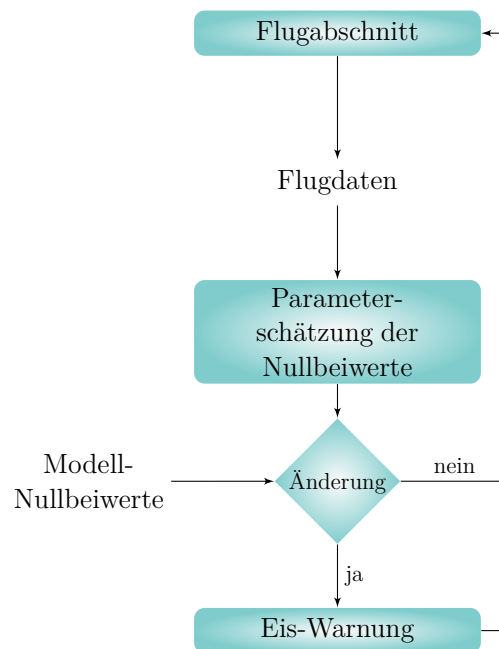


Abbildung 1: Struktur des umgesetzten Detektionskonzeptes

Für einen bestimmten Flugabschnitt, werden die aufgezeichneten Flugdaten für eine Identifizierung der Nullbeiwerte (z. B. von Nullauftrieb und Nullwiderstand) eines aerodynamischen Simulationsmodells verwendet¹. Der Vergleich der identifizierten Parameter mit den Werten für das unvereiste Flugzeug lässt dann auf eine mögliche Vereisung schließen. Wird eine signifikante Änderung festgestellt, resultiert eine Warnung, wenn keine Änderung vorliegt, wird ohne weitere Aktion der nächste Abschnitt ausgewertet. Das genaue Vorgehen sowie die Implementierung der notwendigen Einzelschritte wird im Weiteren genauer erläutert. Zum Aufbau der Testumgebung des Systems werden folgende Schritte abgearbeitet:

¹Voraussetzung ist, dass ein entsprechend validiertes Modell vorliegt

- Datengenerierung (Simulation, Abschnitt 3)
- Durchsuchen nach geeigneten Segmenten (Datenparser, Abschnitt 4)
- abschnittsweise Schätzung der Nullbeiwerte (Abschnitt 5)
- Eisdetektion (Abschnitt 6)
- Auswerten der Ergebnisse (Abschnitt 7)

Die Wahl zunächst nur die Nullbeiwerte zu Schätzen lässt sich wie folgt begründen:

Bei Vereisung ist einer der signifikantesten Einflüsse auf die Aerodynamik der Anstieg des Widerstandes. Dieser schlägt sich in einem nichtlinearen 2-Punkt-Aerodynamikmodell größtenteils im Nullwiderstandsbeiwert (C_{W0}) nieder, da dieser die Einflüsse von Profil-, Druck- und Reibwiderstand des Flugzeuges enthält. Somit wird eine vereisungsbedingte Widerstandserhöhung sich vermutlich sichtlich in diesem Wert manifestieren. Wird die Schätzung der Nullbeiwerte weiterhin nur bei stationären Flugzuständen durchgeführt, ergibt sich ein erheblicher Vorteil gegenüber der Schätzung dynamischer Beiwerte bei dynamischen Manövern. Zum Beispiel ändert sich der Auftriebsanstieg des vereisten Flügels, was mit dynamischen Manövern detektierbar wäre, aber bei starker Anregung zu einer lokalen Ablösung und gefährlichen Flugsituation führen könnte. Schätzt man keine dynamischen Beiwerte des Aerodynamikmodells, sondern geht davon aus, dass sich deren Änderung (fälschlicher Weise) in den Nullbeiwerten niederschlägt², wird jede Gefahr für das Flugzeug umgangen und man erhält trotzdem voraussichtlich ein aussagekräftiges Ergebnis. Gerade in Bezug auf den Nullwiderstandsbeiwert ist diese Herangehensweise sinnvoll, da dieser bei Vereisung herkömmlich nur zunimmt. Es kann jedoch der Fall eintreten, dass ein geschätzter Beiwert auf Grund der Vernachlässigung der dynamischen Anteile im Modell stark unterschätzt wird. Dies muss bei der weiteren Betrachtung berücksichtigt werden und gegebenenfalls Änderungen des Konzeptes bewirken.

Weiterhin muss bei dem vorliegenden Konzept ([Abbildung 1](#)) eine äußere Anregung des Flugzeuges z. B. durch turbulenten Wind berücksichtigt werden. Ein zusätzlicher Einfluss auf das System durch (lokalen, kurzzeitigen) Gegenwind und somit eine verringerte wahre Fluggeschwindigkeit kann zur Schätzung eines größeren Nullwiderstandes und einer fälschlichen Eisdetektion führen. Im umgekehrten Fall kann ein lokaler Rückenwind zu einer größeren gemessenen wahren Fluggeschwindigkeit und somit eine Schätzung eines zu geringen Widerstandes führen, was unter Umständen eine korrekte Eisdetektion verhindert. Um zu verhindern, dass äußere Einflüsse fälschlich als Flugzeugeigenverhalten interpretiert werden, da deren Existenz nicht sichtbar ist, ist es sinnvoll diese zumindest grob abzuschätzen. Somit könnten einige Falschdetektionen umgangen und das Detektionssystem stabilisiert werden.

Das folgend beschriebene System zur Detektion von Vereisung am Flugzeug ist zunächst zu Testzwecken innerhalb von MATLAB/SIMULINK umgesetzt und kann in dieser Ausführung nur offline verwendet werden. Die Umsetzung in ein „flugfähiges“ System kann aber durch diverse Änderungen ähnlich dem in [\[DEIL12\]](#) vorgestellten System zur Parameterschätzung im Flug erfolgen.

²und diese noch weiter ändert

3 Eismodellierung und Flugsimulation

Vereisung hat verschiedenste Auswirkungen auf ein Flugzeug. Abhängig von der Position, Art und Stärke des Eises, welches sich im Flug an Strukturteilen wie Flügel, Leitwerk oder Rumpf ansammelt, ergibt sich ein entsprechender Einfluss auf das Flugverhalten. Grundsätzlich bewirkt Vereisung einen Anstieg des Widerstandes, einerseits durch die geänderte Konturform der Flugzeugteile, und andererseits durch eine Rauigkeitserhöhung der kontaminierten Oberflächen. Weiterhin wird durch eine gestörte Umströmung der Tragflächen bei Eisansatz an deren Vorderkanten der verfügbare Auftrieb stark reduziert, und es kommt schon bei kleineren Anstellwinkeln zur (lokalen) Strömungsablösung. Diese grundlegenden Effekte haben je nach Position der Vereisung Auswirkungen auf z.B. dynamisches Verhalten, Steuerbarkeit, Rudereffektivitäten, und Flugleistungen. In herkömmlichen Flugsimulationsmodellen wird die Aerodynamik durch 1- oder 2-Punkt Derivativmodelle abgebildet, welche das aerodynamische Verhalten des Gesamtflugzeuges beschreiben. Dieses wird durch die Vereisung signifikant verändert, und entsprechend müssen einige Teile der Modelle durch Änderung von Koeffizienten³ adaptiert werden.

Um eine einfache und schnelle Änderung der Parameter des Aerodynamikmodells der Simulation zu ermöglichen, wird das vorhandene Simulationsmodells des „ATTAS“ nur bedingt angepasst. Mit einigen strukturellen Änderungen ist es möglich, die Parameter simulationszeitabhängig zu variieren, was folgend zur Generierung von Simulationsergebnissen mit beginnender Vereisung genutzt werden wird. Die Vereisung wird entsprechend des in [DEI12, S. 5] vorgestellten Ansatzes aus [BReA00, S. 4] als lineare Änderung der aerodynamischen Parameter in die Simulation eingebracht. Eine lineare Änderung eines Parameters zwischen den Zeitpunkten t_1 und t_2 erhält man allgemein durch

$$C_{(\cdot)}^{\text{Eis}}(t) = C_{(\cdot)}^{\text{Basis}} \left(1 + \frac{\Delta C_{(\cdot)}}{t_2 - t_1} \cdot (t - t_1) \right) \quad \forall t \in [t_1, t_2]. \quad (1)$$

Weiterhin wird die vorhandene Simulationsumgebung in SIMULINK um mehrere Regelschleifen ergänzt um folgende Punkte zu gewährleisten:

- Ausgleichen von Turbulenzeinflüssen auf die Längsbewegung,
- Halten der Trimmhöhe bei Änderung der Flugleistungen des Flugzeuges durch Vereisung,
- Halten der Trimmgeschwindigkeit bei Änderung der Flugleistungen des Flugzeuges durch Vereisung,
- Ausgleichen von Trimmfehlern,
- Nachbilden eines realen, Regler unterstützten Flugzeuges im Autopilotenmodus.

Dazu werden folgende Schleifen geschlossen:

- Höhenregler:
 - innere Schleife Nicklageregler (PI), Lageabweichung auf Höhenruderausschlag
 - äußere Schleife Höhenablageregler (PI), Höhenabweichung auf Nicklagewinkel

³evtl. auch der Struktur

- Rolllageregler:
 - Rolllageregler (PI), Lageabweichung auf Querruderausschlag
- Schubregler:
 - Geschwindigkeitsregler (PI), Geschwindigkeitsabweichung auf Schubhebelstellung

Die notwendigen Reglerparameter ($K_{P,(\cdot)}$, $K_{I,(\cdot)}$) für die Höhen-, Rolllage- und Schubregelschleife sind in [Tabelle 1](#) aufgelistet.

Höhenregelschleife			Rolllageregelschleife		
$K_{P,\Theta H}$	0.01	$\left[\frac{\text{rad}}{\text{m}}\right]$	$K_{P,\xi\Phi}$	-0.5	$\left[\frac{1}{\text{s}}\right]$
$K_{I,\Theta H}$	0.001	$\left[\frac{\text{rad}}{\text{ms}}\right]$	$K_{I,\xi\Phi}$	-0.05	$[-]$
Nicklageregelschleife			Schubregelschleife		
$K_{P,\eta\Theta}$	-1.0	$\left[\frac{1}{\text{s}}\right]$	$K_{P,\delta_T V_{\text{TAS}}}$	0.01	$\left[\frac{\circ\text{s}}{\text{m}}\right]$
$K_{I,\eta\Theta}$	-0.2	$[-]$	$K_{I,\delta_T V_{\text{TAS}}}$	0.001	$\left[\frac{\circ}{\text{m}}\right]$

Tabelle 1: Reglerparameter der Höhen-, Rolllage- und Schubregelschleifen

3.1 Generierung der simulierten Messdaten

Zum Test der Systemumsetzung werden Beispieldaten aus der Simulation mit einer Variation von zunächst nur 3 Parametern verwendet. Da wie in [Abbildung 1](#) nur Nullbeiwerte geschätzt werden sollen, wird sich hier auf stationäre Flugzustände sowie die Längsbewegung beschränkt. Deshalb werden im Folgenden zur Simulation von beginnender Vereisung nur Nullauftriebsbeiwert C_{A0} , Auftriebsanstieg $C_{A\alpha}$ und Nullwiderstandsbeiwert C_{W0} angepasst. Die Werte der Parameteränderung in [Tabelle 2](#) sind frei gewählt, aber an die Werte in [\[DEI12, S. 13\]](#) und [\[DEI1301, S. 4 f\]](#) sowie die Parameterverläufe in [\[AR344, S. 1-6\]](#) angelehnt. Es wird angenommen, dass sich die Beeinträchtigungen durch die Vereisung schon innerhalb von 30 s ausprägen können, was die gesamte Simulationszeit für einen Datensatz begrenzt. Dieser Fall ist nicht unrealistisch, wie der Unfall einer Canadair CL600-2B19 am Flughafen Fredericton (Kanada)⁴ [\[TSB97\]](#) zeigt.

Für die Tests der ersten Softwareumsetzung des Konzeptes zur Eisdetektion werden Simulationdaten bei verschiedenen Trimpunkten erstellt. Insgesamt werden für die ersten Versuche 30 Datensätze in 10 verschiedenen Höhen und mit jeweils 3 Geschwindigkeiten im unteren Höhen- und Geschwindigkeitsbereich verwendet. Die Trimpunkte⁵ für die Simulationen umfassen

- die Höhen H von 1000 ft (304.8 m) bis 10000 ft (3048 m) in 1000 ft (304.8 m) Abständen,

⁴Beeinträchtigungen durch einen Eisansatz, der sich bei einem Flug von min. 60 s bei Vereisungsbedingungen angesammelt hatte, führten zum Kontrollverlust beim Durchstarten

⁵Schwerpunktslage bei 25 % Flügeltiefe, Masse von 19718 kg

Parameter	Änderung	Zeitintervall	
		Anfang	Ende
C_{A0}	-10 %	40 s	70 s
$C_{A\alpha}$	-10 %	40 s	70 s
C_{W0}	+40 %	40 s	70 s

Tabelle 2: Änderung ausgewählter Parameter zur Darstellung von Vereisungseffekten in der Simulation

- die Geschwindigkeiten V_{IAS} von 160 kt, 180 kt und 200 kt (82.31 m/s, 92.6 m/s, 102.89 m/s).

Der Bereich dieser Trimpunkte ist im Höhen-Machzahl-Diagramm in [Abbildung 2](#) gesondert farblich (blau) markiert.

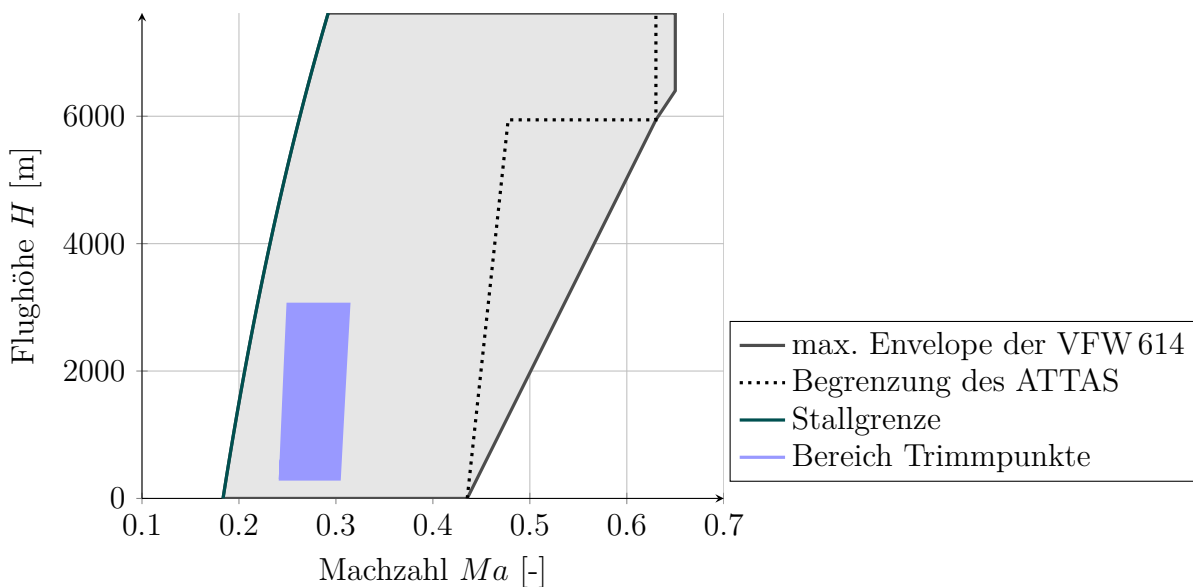


Abbildung 2: Bereich der untersuchten Trimpunkte in der Envelope des ATTAS

In [Abbildung 3](#) sind Zeitverläufe von Simulationsergebnissen mit Vereisung (Trimpunkt bei einer Höhe von 1000 ft und Geschwindigkeit von 160 kt) und den oben beschriebenen Reglern (vgl. [Tabelle 1](#)) dargestellt. Bei $t = 20$ s wird zur Andeutung eines Flugpunktwechsels, einer Flugbahnkorrektur, oder eines Böenaussteuerns ein Höhenrudermanöver durchgeführt, welches durch den Regler in seiner ursprünglichen Form⁶ abgeschwächt wird, aber im Zeitverlauf bis ca. $t = 40$ s noch gut erkennbar ist. Bei $t = 40$ s beginnt die simulierter Vereisung für die oben genannten 30 s. Etwaige direkte Beeinträchtigungen auf die Flugleistungen im Horizontalflug werden durch den Flugregler mit einer leichten Erhöhung von Anstellwinkel und Schubniveau kompensiert um die geforderte Höhe und Geschwindigkeit zu halten.

⁶zur Erzeugung einer signifikanten Anregung des Flugzeugmodells wird ein 3-2-1-1 „multistep“ Eingangssignal für den kommandierten Höhenruderausschlag verwendet

Wie die Beispielzeitverläufe zeigen, enthalten die Simulationsdaten neben Rauschen auch eine Anregung durch Turbulenz geringer Intensität. Dies entspricht näherungsweise einem Flug durch moderate Wolken, in denen Vereisung auftreten kann. Weiterhin dient die zusätzliche Turbulenz als Störeinfluss und somit zum Test des Systems sowie dessen Robustheit gegenüber atmosphärischen Störungen, und der anschließenden Bewertung der Eigenschaften. Die Simulationen werden mit MATLAB/SIMULINK bei einer festen Datenrate von 50 Hz unter Verwendung eines *Runge-Kutta 4* Integrationsverfahrens durchgeführt.

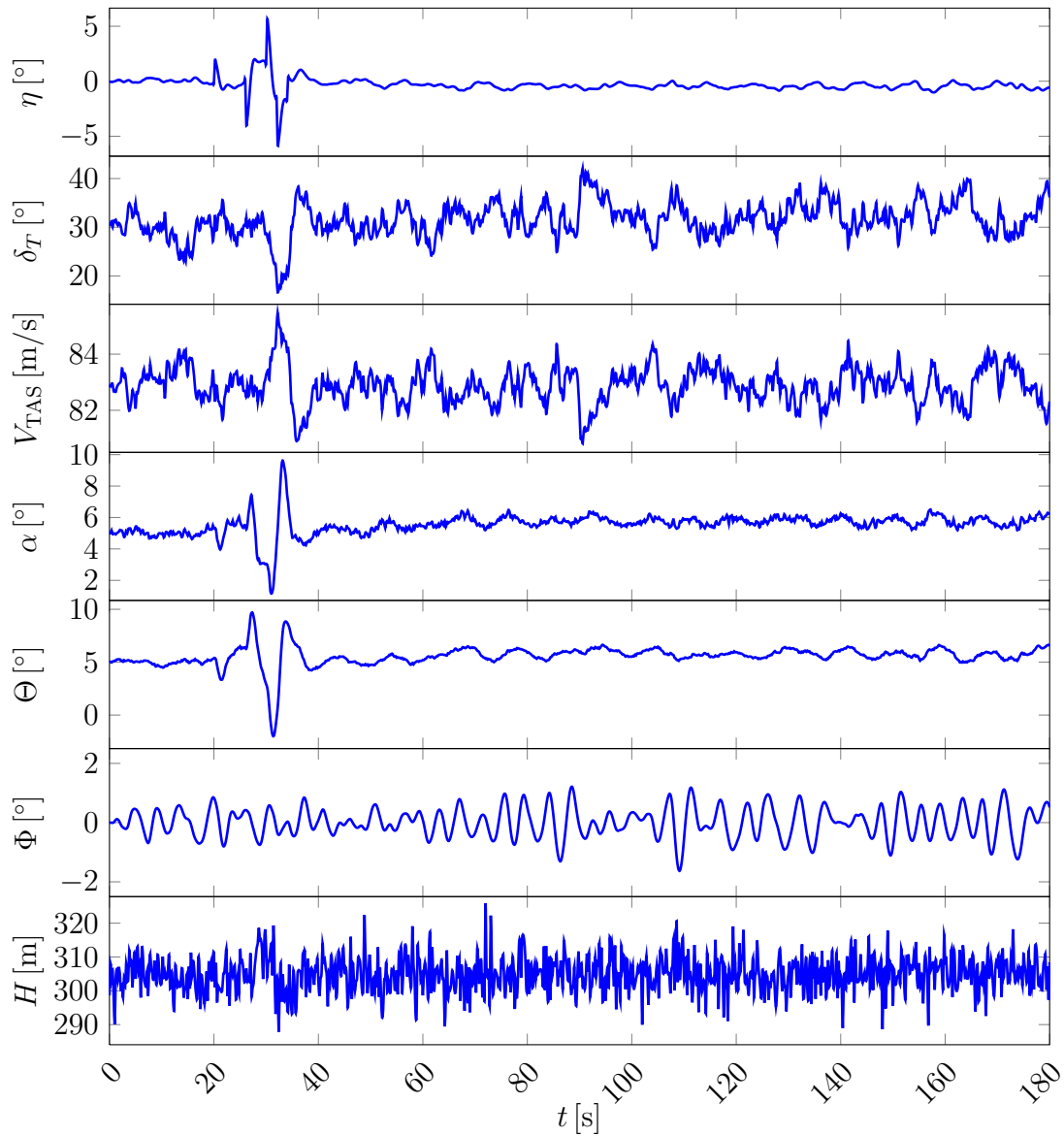


Abbildung 3: Beispiel einer Simulation inkl. Turbulenzeinflüssen ($V_{IAS} = 82.31 \text{ m/s}$, $H = 304.80 \text{ m}$)

4 Datenparser

Zur Schätzung der Nullbeiwerte eines aerodynamischen Simulationsmodells werden zunächst nur stationäre Flugabschnitte herangezogen, ohne eine signifikante Steuereingabe des Piloten. Um diese Flugabschnitte in den Aufzeichnungen der Flugdaten zu finden wird ein sogenannter „Datenparser“ verwendet, der die Daten nach bestimmten Kriterien durchsucht. Zur Detektion dynamischer Manöver werden in [DEIL13, S. 3 ff] zwei Ansätze vorgestellt, auf deren Basis nun ein neuer Ansatz zum Finden stationärer Flugabschnitte entwickelt wird. Der neue Ansatz ist zunächst als Komplementär zu dem vorhandenen „Wavelet Parser“ (*wavelet*, kleine Welle, von franz. *ondelette*) ausgeführt, kann aber später bei Bedarf noch erweitert werden. Der Aufbau des Ansatzes wird im Folgenden genauer erläutert, wobei zunächst die Grundlagen der Wavelet Transformation vorgestellt werden.

4.1 Wavelet Transformation

Die Wavelet Transformation stellt eine grundlegende Entwicklung innerhalb der lokalen Zeit-Frequenz-Auflösung von kontinuierlichen und diskreten Signalen dar [MAL08, S. 102 ff]. Es existieren verschiedenste Möglichkeiten der Wavelet Transformation sowie auch verschiedenste Formen von Wavelets. Eine der einfachsten Transformationen für diskrete Signale ist die „Fast Orthogonal Wavelet Transform“ (FOWT), welche es erlaubt ein Signal in verschiedenen aufeinander folgenden Schritten in seine Einzelteile zu trennen. Jeder Schritt führt zu einer Zerlegung des Signals in

- dessen Näherung/Approximation oder allgemeinen Trend der Änderung (niederfrequenter Anteil)
- dessen Details oder schnelle Änderungen (hochfrequenter Anteil).

Dieser Prozess ist in Abbildung 4 abstrahiert verdeutlicht und zeigt die Zerlegung eines Beispielsignals in dessen Bestandteile.

Die durch jeden Schritt der FOWT erhaltene Approximation ist um den Faktor 2 unterabgetastet, was bedeutet, dass die Zerlegung ein Signal mit halber Frequenz erzeugt. Durch die Zerlegung wird die zeitliche Auflösung des Signals beibehalten, sodass Informationen über bestimmte Signaleigenschaften zu jeder Zeit erhalten bleiben und vorliegen. Weiterhin ist es durch ein inverses Vorgehen ohne weiteres möglich aus den zerlegten Signalen das Ursprungssignal zurückzugewinnen (vgl. Abbildung 4 von unten nach oben).

Wie oben beschrieben gibt es mannigfaltige Formen von Wavelets, wobei alle die Eigenschaft besitzen, dass sie bei einer Amplitude von Null beginnen und enden. Die Wahl der Waveletbasis für die Transformation bestimmt entscheidend die Möglichkeit direkt Signaleigenschaften aus der Zerlegung (auch ohne Rücktransformation) zu gewinnen. Grundlegend wird bei einer Wavelet Transformation das Signal mit der Waveletbasisfunktion bei verschiedenen Frequenzen und Amplituden korreliert, ähnlich einer FOURIER-Transformation. Eines der einfachsten und simpelsten Wavelets ist das HAAR-Wavelet, welches in Abbildung 5 dargestellt ist. Es wird durch die Waveletfunktion $\Psi(t)$

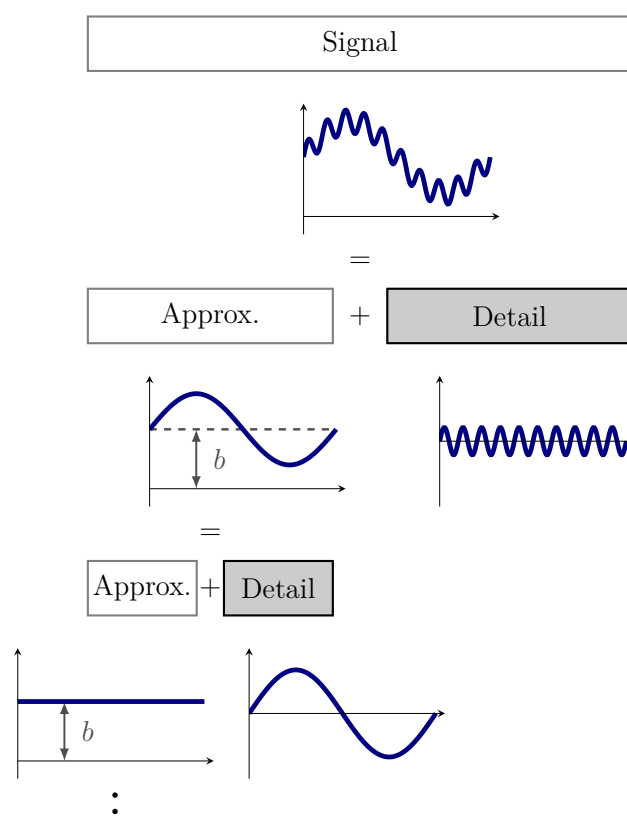


Abbildung 4: Signaldekomposition mittels Wavelet-Transformation

$$\Psi(t) = \begin{cases} 1 & \text{falls } 0 \leq t < 0.5 \\ -1 & \text{falls } 0.5 \leq t < 1 \\ 0 & \text{ansonsten} \end{cases} \quad (2)$$

beschrieben, und besitzt nur eine Amplitudenänderung zwischen 0 und 1.

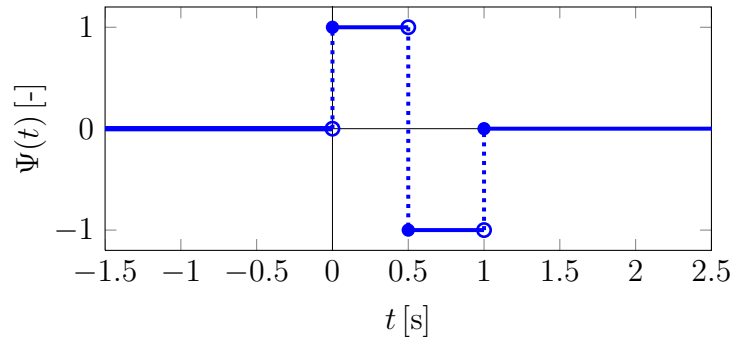


Abbildung 5: Beispiel einer HAAR-Wavelet Funktion

Die „Fast Orthogonal Wavelet Transform“ eines diskreten Signals f kann durch eine Filterbank mit den unten folgenden Gleichungen (vgl. [MAL08, S. 298 ff]) durchgeführt werden. Bei der Zerlegung in verschiedene Stufen wird der Approximationsanteil a und der Detailanteil d durch Faltung der Waveletfilterfunktion mit dem Signal erreicht. Das Ursprungssignal wird zur Initialisierung der Filterbank als nullte Approximation a_0

$$a_0[i] = f[i] \quad (3)$$

für jeden Punkt i des Signals angenommen, und daraus alle weiteren Zerlegungen bestimmt. Die Approximation a_m der m -ten Stufe ergibt sich dann zu

$$a_{m+1}[i] = \sum_k a_m[k] \cdot h[k - 2i], \quad (4)$$

wobei h die entsprechende Waveletfilterfunktion darstellt. Der Detailanteil d_m resultiert mit g als Waveletfilterfunktion aus

$$d_{m+1}[i] = \sum_k a_m[k] \cdot g[k - 2i]. \quad (5)$$

Für das verwendete HAAR-Wavelet sind die Koeffizienten der Filterfunktionen g und h [MAL08, S. 277 ff] nur für die Elemente 0 und 1 definiert:

$$\begin{aligned} g[0] &= \frac{1}{\sqrt{2}}, & g[1] &= -\frac{1}{\sqrt{2}}, \\ h[0] &= \frac{1}{\sqrt{2}}, & h[1] &= \frac{1}{\sqrt{2}}. \end{aligned} \quad (6)$$

Die FOWT mit dem HAAR-Wavelet als Basis hat den signifikanten Vorteil, dass die Koeffizienten $a_m[k]$ und $d_m[k]$ eine direkte Korrelation zu den Signalcharakteristiken zulassen.

Als Beispiel für diese Korrelation ist in [Abbildung 6](#) die Zerlegung eines Beispielsignals (50 Hz, 200 Datenpunkte) dargestellt.

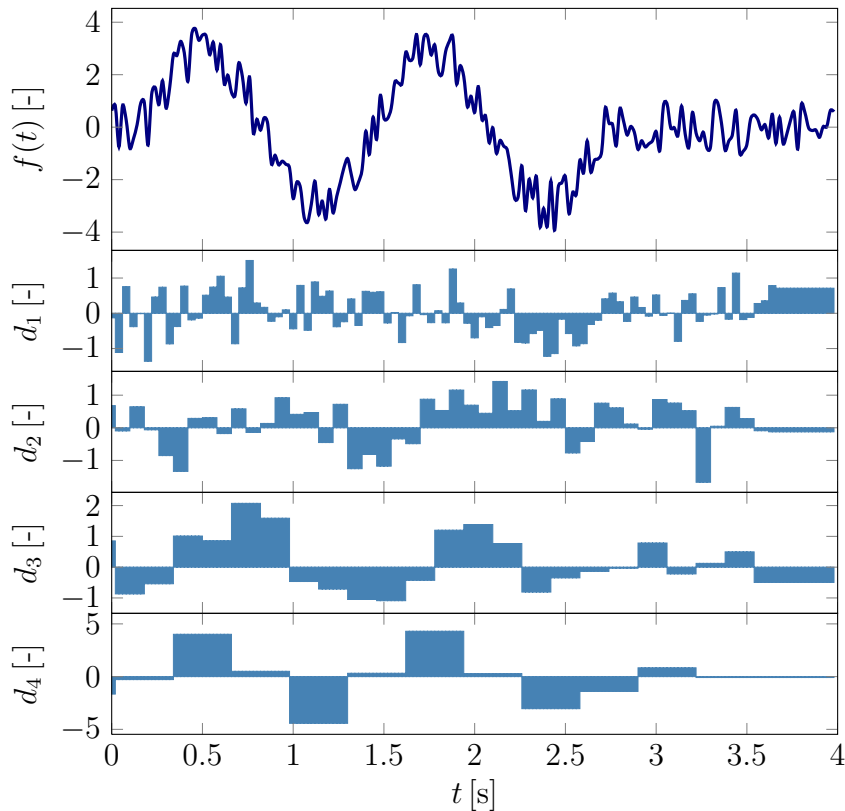


Abbildung 6: Beispiel einer Signaldekomposition: Ursprungssignal und Detailkoeffizienten $d_{1...4}$ der *Fast Orthogonal Wavelet Transform*

Für die Zerlegung der ersten bis vierten Stufe sind jeweils die Detailkoeffizienten zeitlich aufgelöst illustriert. Die Detailkoeffizienten der ersten Stufe d_1 lösen das Signal noch mit der halben Ursprungsfrequenz (25 Hz) auf, und bilden sehr gut das auf dem Beispielsignal liegende Rauschen ab. Bei den Koeffizienten der dritten Stufe d_3 wird das niederfrequente Signal sichtbarer, und bei den Koeffizienten der vierten Stufe ist die Schwingung gut ausgeprägt. Diese Eigenschaft der Detailkoeffizienten der Zerlegung des Signal mittels einer FOWT wird nun ausgenutzt um einen Datenparser zu entwickeln, der nur die gewünschten Zeitabschnitte in der Datenaufzeichnung je nach Verhalten der beobachteten Signale auswählt.

4.2 Wavelet Parser

Der obige Ansatz zur Wavelet Transformation eines Signals ist nicht rekursiv und kann nur auf ein vorhandenes Signal bestimmter Länge angewandt werden. Um die Zerlegung bis zu einer bestimmten Stufe durchführen zu können, ist eine Mindestlänge des Signals $(2 \cdot 2^m + 1)$ bzw. Fensterlänge l_{win} erforderlich. Dieses Fenster läuft über den aufgezeichneten Datensatz und ermöglicht dann eine leicht verzögerte Auswertung zum Beispiel bei der direkten Datenprozessierung im Flug. Um bestimmte Manöver zu finden werden nach der Zerlegung die Detailkoeffizienten einer bestimmten Stufe eines ausgewählten Signals mit

Schwellwerten d_{crit} verglichen, die dann bei Überschreiten zu einer positiven Segmentauswahl führen ([DEIL13, S.5 f]). Da die Detailkoeffizienten direkt mit der Signaländerung innerhalb eines bestimmten Frequenzbandes korreliert sind, werden diese bei der vorliegenden Entwicklung als eine gute Grundlage für die Manöverdetektion angesehen.

Für die Umsetzung der Vereisungsdetektion sollen nur die Abschnitte mit geringstmöglicher Anregung verwendet werden, weshalb sich hier ein umgekehrter Fall wie für die Manöverdetektion ergibt. Die Koeffizienten dürfen hierfür einen bestimmten Grenzwert d_{crit} nicht überschreiten. Weiterhin sollten die Zeitabschnitte für die Schätzung der Flugleistungsparameter (Nullbeiwerte) nicht zu kurz sein, weshalb die Definition einer Mindestlänge l_{min} der gefundenen Abschnitte von mehreren Sekunden notwendig ist. Weiterhin sollten die Abschnitte auch nicht zu lange sein, um auch ständig in entsprechendem zeitlichen Abstand den Flugzeugzustand beobachten zu können, weshalb eine maximale Länge l_{max} vorgegeben werden sollte.

Für den Algorithmus ergibt sich folglich der Ablauf:

1. Parserkern:
 - a) Zerlegung des Signals mittels Wavelet Transformation bis zur gewünschten Stufe
 - b) Vergleich der Detailkoeffizienten $\|d_m[i]\|$ mit einem vorab definierten Grenzwert d_{crit}
 - c) Setzen einer Änderungsmarkierung falls Grenzwert überschritten wird
2. Bestimmung der Abschnitte, in denen keine signifikante Signaländerung detektiert wurde
3. Überprüfung der Zeitabschnitte bzgl. der Minimal- l_{min} und Maximallänge l_{max}

Um den Parser mit dem vorgeschlagenen Algorithmus betreiben zu können, ist eine Definition der folgenden Größen notwendig:

- **Zerlegungsstufe** m , angepasst an die Frequenz der Datenaufzeichnung und den Frequenzbereich der Flugzeugeigenbewegung
- **Fensterbreite** l_{win} , sollte größer „ $2 \cdot 2^m + 1$ “ sein
- **Grenzwert** d_{crit} , angepasst an das zu durchsuchende Signal sowie dessen physikalische Bedeutung für das Flugzeugverhalten
- **Minimal-** l_{min} und **Maximallänge** l_{max} des gefundenen Zeitabschnittes, mit Berücksichtigung der maximalen erlaubten Verzögerung, nach der eine Aussage über den Flugzeugzustand vorliegen soll

5 Identifizierungssoftware

Zur Schätzung der Parameter innerhalb der Konzeptumsetzung (Abbildung 1) wird die DLR-eigene Identifizierungssoftware „FITLAB“ [SEW0727] auf MATLAB-Basis verwendet. Diese beinhaltet eine Sammlung von Algorithmen und Möglichkeiten zur Parameterschätzung, woraus die *Output-Error* Methode (OEM) im Zeitbereich [SEW0727, S. 8f] standardmäßig benutzt wird. Dieses *Maximum-Likelihood* Verfahren basiert auf der Minimierung der Differenz zwischen einer Messung z und einem simulierten, korrespondierenden Datensatz y eines dynamischen Systems. Das grundlegende Verfahren ist in [JAT06, S. 79 ff] beschrieben.

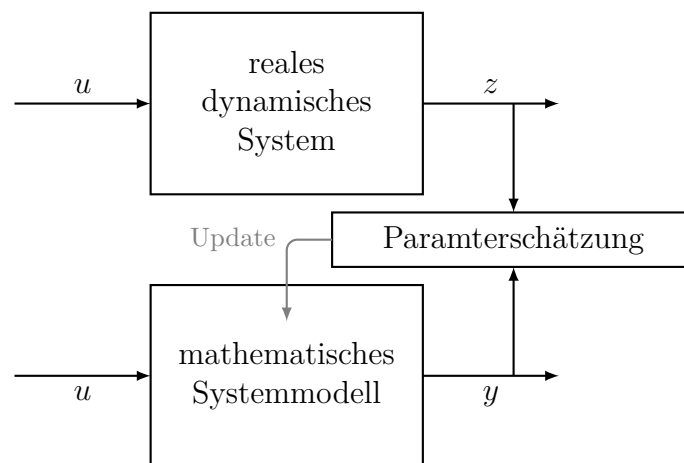


Abbildung 7: Darstellung zur Parameterschätzung in FITLAB (vgl. [SEW0727, S. 8])

Die resultierende Kostenfunktion J von n gewichteten Kanälen bei N Datenpunkten ergibt sich zu [SEW0727, S. 8]

$$J = \prod_{i=1}^n \left[\frac{1}{N} \sum_{k=0}^{N-1} (z[t_k] - y[t_k])^2 \right] \quad (7)$$

und kann mit einem Optimierungsverfahren wie der hier verwendeten *Gauß-Newton* Methode [JAT06, S. 88 ff] gelöst werden. Die damit bestimmten Systemmodellparameter, im vorliegenden Fall Parameter des aerodynamischen Simulationsmodells, bilden dann eine (lokal) optimale Lösung und eine bestmögliche Anpassung des Simulationsmodells an die im realen System gemessenen Größen.

6 Detektion der Vereisung aus Ergebnissen der Parameterschätzung

Die Detektion der möglichen Vereisung des Flugzeuges erfolgt über den Vergleich der geschätzten Nullbeiwerte mit den nominellen Werten des identifizierten Aerodynamikmodells ([Abbildung 1](#)). Weichen diese von einer entsprechenden Vorgabe ab, wird die Eisdetektionswarnung ausgelöst. Zunächst werden zwei Parameter des Simulationsmodells zur Detektion verwendet: Nullauftriebsbeiwert C_{A0} und Nullwiderstandsbeiwert C_{W0} ; jedoch ist das System auf die Schätzung weiterer Parameter adaptierbar, solange die nachgeschaltete Logik zur Detektion angepasst und die Flugsicherheit durch etwaige (notwendige) Manöver nicht beeinträchtigt wird.

Wahl der Beiwerte für die Detektion:

- **Nullwiderstandsbeiwert C_{W0} :**

Bei Vereisung ist einer der Haupteinflüsse die Erhöhung des Widerstandes, was entsprechend auch direkt die Flugleistungen beeinflusst. Deshalb kann davon ausgegangen werden, dass der Nullwiderstandsbeiwert C_{W0} bei einem Eisansatz an Tragflächen, Leitwerken oder Rumpf nur einen größeren Wert gegenüber dem nominellen annehmen kann. Deshalb werden hierfür folgende zwei Einschränkungen für die Detektion definiert:

1. der minimal zulässige Wert für C_{W0} in der Schätzung beträgt 99 % des nominellen, identifizierten Ausgangswertes
2. die Detektionswarnung wird bei einer Erhöhung von ΔC_{W0} von mehr als 15 % ausgelöst

- **Nullauftriebsbeiwert C_{A0} :**

Neben der Widerstandserhöhung ist einer der grundlegenden Einflüsse von Vereisung die Reduktion des Auftriebsbeiwertes des Flugzeuges. Hauptsächlich wird die Ablösecharakteristik des Flügelprofils bei höheren Anstellwinkeln verändert (z.B. [\[PET12, S. 20\]](#)), jedoch zeichnen sich auch schon Einflüsse auf den Auftriebsbeiwert im unteren Anstellwinkelbereich ab. Um diese Einflüsse zu berücksichtigen, wird wie in Abschnitt 2 beschrieben, versucht, die Effekte (fälschlicherweise) im Nullauftriebsbeiwert mit zu schätzen. Dadurch ergibt sich nicht der Bedarf einer Anstellwinkeländerung (zur Schätzung des Auftriebsanstieges $C_{A\alpha}$ und des Ablösepunktes) und somit nicht die Gefahr einer gefährlichen Flugsituation. Deshalb werden hierfür folgende zwei Einschränkungen für die Detektion definiert:

1. der maximal zulässige Wert für C_{A0} in der Schätzung beträgt 120 % des nominellen, identifizierten Ausgangswertes
2. die Detektionswarnung wird bei einer Verringerung von ΔC_{A0} von mehr als 10 % ausgelöst

Überschreitet nur einer der beiden Parameter für einen ausgewerteten Zeitabschnitt seine vorgegebene Grenze wird die Eisdetektionswarnung ausgelöst. Die Grenzen sind anhand der Änderungen der Parameter bei Vereisung – wie in [\[DEI1301, S. 6\]](#) gezeigt – gewählt worden. Es ist zu beachten, dass der Wert für C_{A0} in [\[DEI1301\]](#) im speziellen Fall zwar zunimmt, jedoch allgemein eine Reduktion des Auftriebsbeiwertes in Kombination mit dem reduzierten Auftriebsanstieg bei Vereisung zu erwarten ist (vgl. [\[AR344, S. 1-6\]](#)).

7 Offline Softwareimplementierung der Detektion

Zum Test des Konzeptes wird eine offline „Toolchain“ verwendet, die die verschiedenen vorgestellten Elemente miteinander verknüpft (siehe [Abbildung 8](#)). Zur Generierung der Flugdaten mit beginnender/vorhandener Vereisung wird ein modifiziertes Simulationsmodell des ATTAS (VFW 614) verwendet. Dieses in Fortran umgesetzte Simulationsmodell besitzt neben den Eingängen für Steuergrößen und Umgebungseinflüssen noch einen weiteren Eingang für die Parameter des Aerodynamikmodells. Damit wird gewährleistet, dass zu jedem Zeitschritt eine Parameteränderung möglich ist, und es lassen sich verschiedenste Degradierungen, die einem vereisten Flugzeug entsprechen, simulieren.

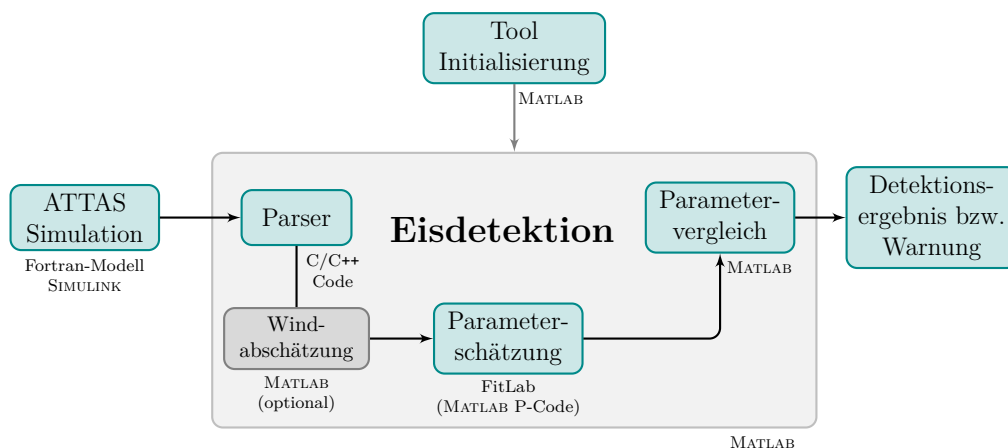


Abbildung 8: Umsetzung der Eisdetektion: Toolchain

Da der Wavelet Parser zur Verwendung innerhalb der online Parameterschätzung zur Detektion von bestimmten Manövern in C/C++ umgesetzt wurde, ist der Parser zur Detektion der stationären Flugzustände ebenfalls in der gleichen Programmiersprache implementiert. Dies erlaubt die Nutzung der vorhandenen Funktionen zur Zerlegung des Signals innerhalb der FOWT, sowie die Verwendung der Auswertungsroutinen durch eine nur minimale Adaption des Quellcodes.

Die Verknüpfung des in C/C++ umgesetzten Parser mit Matlab erfolgt über den Aufruf in einer „Mex-Function“. Die Daten werden über einen „Shared Memory“ an den Parser übergeben, was prinzipiell der gleichen Implementierung wie in [\[DEIL12, S. 4\]](#) entspricht.

7.1 Optionale Windabschätzung

Wie in Abschnitt 2 kurz ausgeführt ist es sinnvoll zusätzlich zu der Parameterschätzung noch eine vorgelagerte grobe Abschätzung (vgl. [Abbildung 8](#)) des vorherrschenden Windes durchzuführen, falls dieser nicht aus anderweitigen Quellen vorliegt. Dieser kann in erster, einfacher Näherung aus der Differenz zwischen aerodynamischer Geschwindigkeit und der Geschwindigkeit über Grund für die Horizontalebene bestimmt werden. Dafür wird zunächst die Bewegung über Grund zwischen den Zeitpunkten t_1 und t_2 verwendet, um die entsprechenden (gemittelten) Änderungen $\dot{x}^{(g)}$ und $\dot{y}^{(g)}$

$$\begin{aligned}\dot{x}^{(g)} &= \frac{x^{(g)}(t_2) - x^{(g)}(t_1)}{t_2 - t_1} \approx \bar{u}^{(g)}, \\ \dot{y}^{(g)} &= \frac{y^{(g)}(t_2) - y^{(g)}(t_1)}{t_2 - t_1} \approx \bar{v}^{(g)}\end{aligned}\tag{8}$$

zu erhalten. Die gemittelten aerodynamischen Komponenten um körperfesten Koordinatensystem \bar{u} , \bar{v} und \bar{w} über den Abschnitt t_1 bis t_2 ergeben sich aus

$$\begin{aligned}\bar{u}^{(a \rightarrow f)} &= \bar{V}_{\text{TAS}} \cdot \cos \bar{\beta} \cdot \cos \bar{\alpha}, \\ \bar{v}^{(a \rightarrow f)} &= \bar{V}_{\text{TAS}} \cdot \sin \bar{\beta}, \\ \bar{w}^{(a \rightarrow f)} &= \bar{V}_{\text{TAS}} \cdot \cos \bar{\beta} \cdot \sin \bar{\alpha}.\end{aligned}\tag{9}$$

Die Transformation in das geodätische Koordinatensystem mittels der EULER-Winkel liefert

$$\begin{aligned}\bar{u}^{(a \rightarrow g)} &= \bar{u}^{(a \rightarrow f)} \cdot \cos \Theta \cos \Psi + \\ &\quad \bar{v}^{(a \rightarrow f)} \cdot (\sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) + \\ &\quad \bar{w}^{(a \rightarrow f)} \cdot (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi), \\ \bar{v}^{(a \rightarrow g)} &= \bar{u}^{(a \rightarrow f)} \cdot \cos \Theta \sin \Psi + \\ &\quad \bar{v}^{(a \rightarrow f)} \cdot (\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + \\ &\quad \bar{w}^{(a \rightarrow f)} \cdot (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi).\end{aligned}\tag{10}$$

Die Windkomponenten in der horizontalen, geodätischen Ebene ergeben sich dann zu

$$\begin{aligned}\bar{u}_w^{(g)} &= \bar{u}^{(g)} - \bar{u}^{(a \rightarrow g)}, \\ \bar{v}_w^{(g)} &= \bar{v}^{(g)} - \bar{v}^{(a \rightarrow g)}.\end{aligned}\tag{11}$$

Mittels der so erhaltenen Windabschätzung lässt sich die Schätzung der Nullbeiwerte mit weiteren Informationen stützen und das Risiko einer Falschdetektion kann vermindert werden.

8 Test der Systemumsetzung

Die Umsetzung des in [Abbildung 8](#) gezeigten Verfahrens wurde mit den in Abschnitt 3.1 vorgestellten 30 Datensätzen getestet. Die entsprechenden Ergebnisse werden im Folgenden erläutert.

8.1 Versuchsaufbau für die Testläufe

Wie in Abschnitt 4.2 gezeigt, sind einige Definitionen von Einstellungsparametern des Parser-Algorithmus nötig, um die gewünschten Zeitabschnitte zu erhalten. Diese wurden in ersten Tests ermittelt und sind in [Tabelle 3](#) aufgelistet.

l_{\max}	500	Samples	m	3	
l_{\min}	200	Samples	d_{crit}	0.526	(Anstellwinkel)
l_{win}	64	Samples	d_{crit}	0.53	(Drehraten)

Tabelle 3: Gewählte Werte zur Parser-Einstellung zum Finden näherungsweise stationärer Zustände

Weiterhin ist es notwendig, die gewichteten Ausgangskanäle von Messung z und Simulation y zu definieren, um mit FITLAB ein Schätzergebnis zu erhalten. Die Kanäle sollten dabei so gewählt werden, dass sie die Dynamik bzw. das Verhalten des Systems so gut wie möglich abbilden, und bestenfalls auch einen direkten physikalischen Zusammenhang zu den zu schätzenden aerodynamischen Parametern besitzen. In [Tabelle 4](#) sind Ausgänge aufgelistet, die das Flugzeugverhalten in Längs- und Seitenbewegung gut darlegen, und welche zur Schätzung der Parameter gewichtet werden.

V_{TAS}	α	θ	p	q	r
a_x	a_y	a_z	\dot{p}	\dot{q}	\dot{r}

Tabelle 4: Gewichtete Ausgänge bzw. Messkanäle bei der Parameterschätzung zur Vereisungsdetektion

Die Begrenzung der geschätzten Parameter dient dazu, mathematisch mögliche, aber physikalisch als unmöglich bzw. unwahrscheinlich angesehene Schätzergebnisse zu verhindern⁷. Da bekannt ist, dass sich die aerodynamische Güte bei Vereisung nicht verbessert (vgl. z. B. [\[AR344, S. 1-6 f\]](#)), werden die in [Tabelle 5](#) gegebenen Grenzen verwendet.

Nach erfolgreicher Schätzung der Parameter im ausgewählten Zeitabschnitt wird die Eisdetektion im vorliegenden Beispiel ausgelöst (vgl. Abschnitt 6), wenn

- der Nullauftriebsbeiwert ΔC_{A0} sich um mehr als 10 % reduziert, und/oder
- der Nullwiderstandsbeiwert ΔC_{W0} um mehr als 15 % sinkt.

⁷diese resultieren bei der OEM durch lokale Minima der Kostenfunktion, welche durch den Optimierungsalgorithmus als bestes Ergebnis gefunden werden, obwohl sie nicht dem globalen Minimum entsprechen

Parameter	Grenzen	
	untere	obere
C_{A0}	$-\infty$	$1, 2 \cdot C_{A0}^{\text{Basis}}$
C_{W0}	$0, 99 \cdot C_{W0}^{\text{Basis}}$	∞

Tabelle 5: Begrenzungen der aerodynamischen Beiwerte bei der Parameterschätzung zur Vereisungsdetektion (siehe Abschnitt 6)

Dies korreliert mit der Änderung der Parameter des Simulationsmodells in [Tabelle 2](#), wobei hier ein mehr als die Hälfte geringerer Wert für den Nullwiderstand zur Detektion ausreicht, als im Modell für die Vereisung geändert. Um die resultierende Eisdetektion bewerten zu können, werden die folgenden Kriterien für eine Falschdetektion verwendet. Diese wird dann angenommen bzw. liegt dann vor, wenn

- vor Beginn der Vereisung ein Eisansatz vom Algorithmus detektiert wird,
- nach der Hälfte der Vereisung diese nicht erkannt wird, oder
- nach Ende der Vereisung ein Zeitabschnitt als eisfrei bescheinigt wird.

8.2 Ergebnisse der Testläufe

Einige Ergebnisse von Testläufen des Systems mit den nach Abschnitt 3.1 generierten Simulationsdaten sind beispielhaft in [Abbildung 9](#) bis [Abbildung 11](#) dargestellt.

Neben den durch die Simulation generierten „Messwerten“ sind zusätzlich die durch FITLAB geschätzten Verläufe für die jeweiligen Kanäle dargestellt. Zur Verdeutlichung des Auswahlverfahrens bzgl. der verwendeten Zeitsegmente sind in den Abbildungen neben dem Zeitverlauf für den Höhenruderausschlag auch die Fluggeschwindigkeit V_{TAS} , der Anstellwinkel α , die Nickrate q und die Höhe H dargestellt. Es ist klar ersichtlich, dass der Bereich der dynamischen Anregung (große Werte für die Nickrate) – z. B. in [Abbildung 9](#) zwischen 20 s und ca. 35 s – wie gewünscht nicht berücksichtigt wird, der Parser hat hier kein Segment markiert. Die zur Schätzung verwendeten Segmente liegen alle in Bereichen mit geringer Änderung von Anstellwinkel, Geschwindigkeit und Höhe im Bereich des eingestellten Trimpunktes. Die Kurven der Simulationen mit den geschätzten Parametern aus FITLAB stimmen sehr gut mit den erzeugten (simulierten) Messwerten überein, und somit ist das Vertrauen in eine erfolgreiche Detektion der Änderung des Flugzeugverhaltens durch die Vereisung recht hoch.

Weiterhin sind zusätzlich zu den Zeitverläufen der Signale auch die Bereiche der verwendeten Segmente über der Zeit abgebildet. Diese sind farblich markiert und zeigen damit die Resultate der Detektion:

- hellgrün: keine Vereisung detektiert,
- dunkelrot: Vereisung detektiert.

Zusätzlich ist noch der Zeitbereich in blau dargestellt, in welchem die Parameter in der Simulation verändert werden und somit die Vereisung stattfindet. Nach den oben definierten Kriterien zu korrekten Detektion der Vereisung ist in den Beispielabbildungen

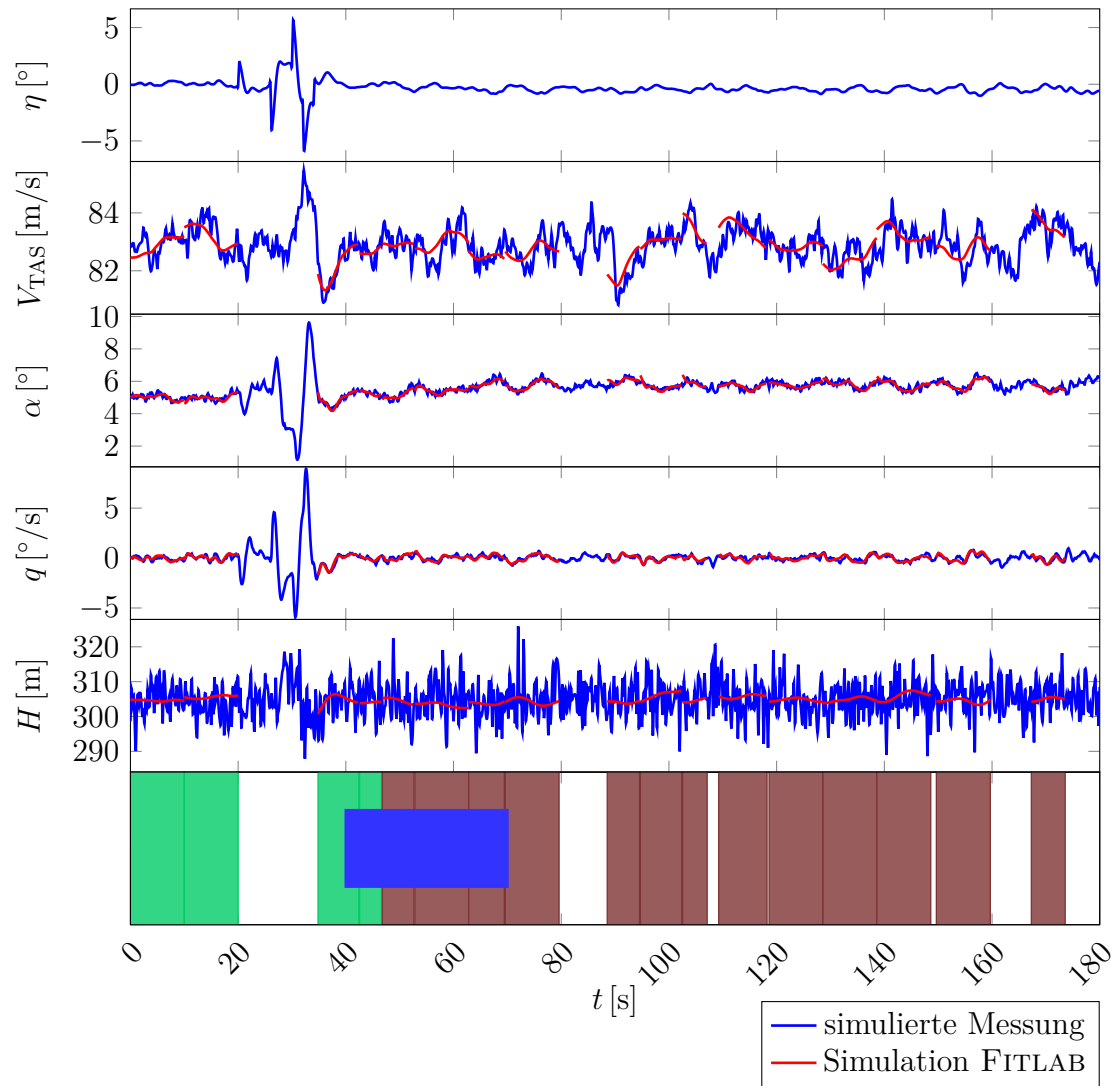


Abbildung 9: Systemtest: Zeitverläufe der (simulierten) Messdaten, der FITLAB Simulation nach der Schätzung und der Eisdetektion ($V_{IAS} = 82.31$ m/s, $H = 304.80$ m)

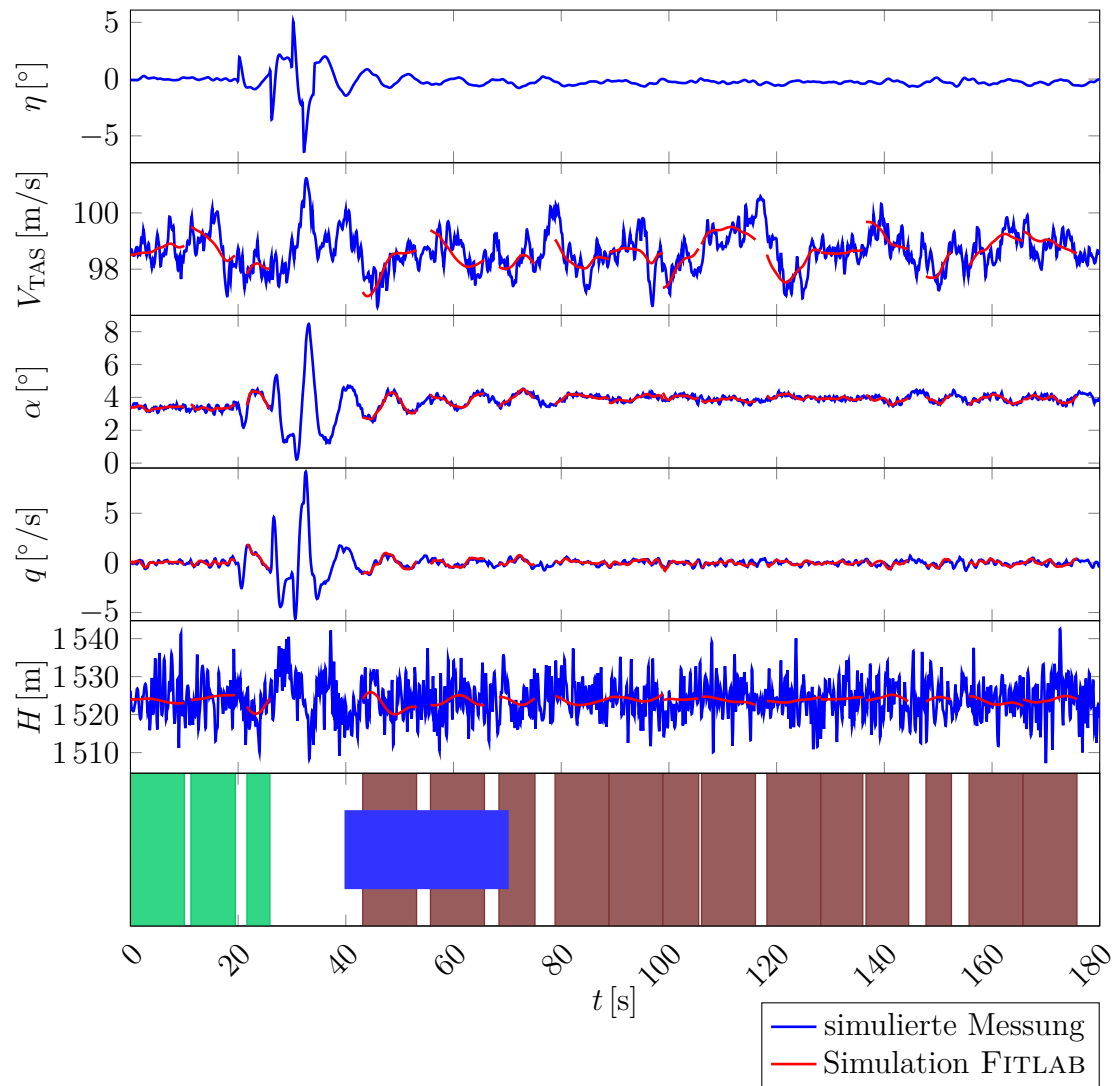


Abbildung 10: Systemtest: Zeitverläufe der (simulierten) Messdaten, der FITLAB Simulation nach der Schätzung und der Eisdetektion ($V_{IAS} = 92.6 \text{ m/s}$, $H = 1524.00 \text{ m}$)

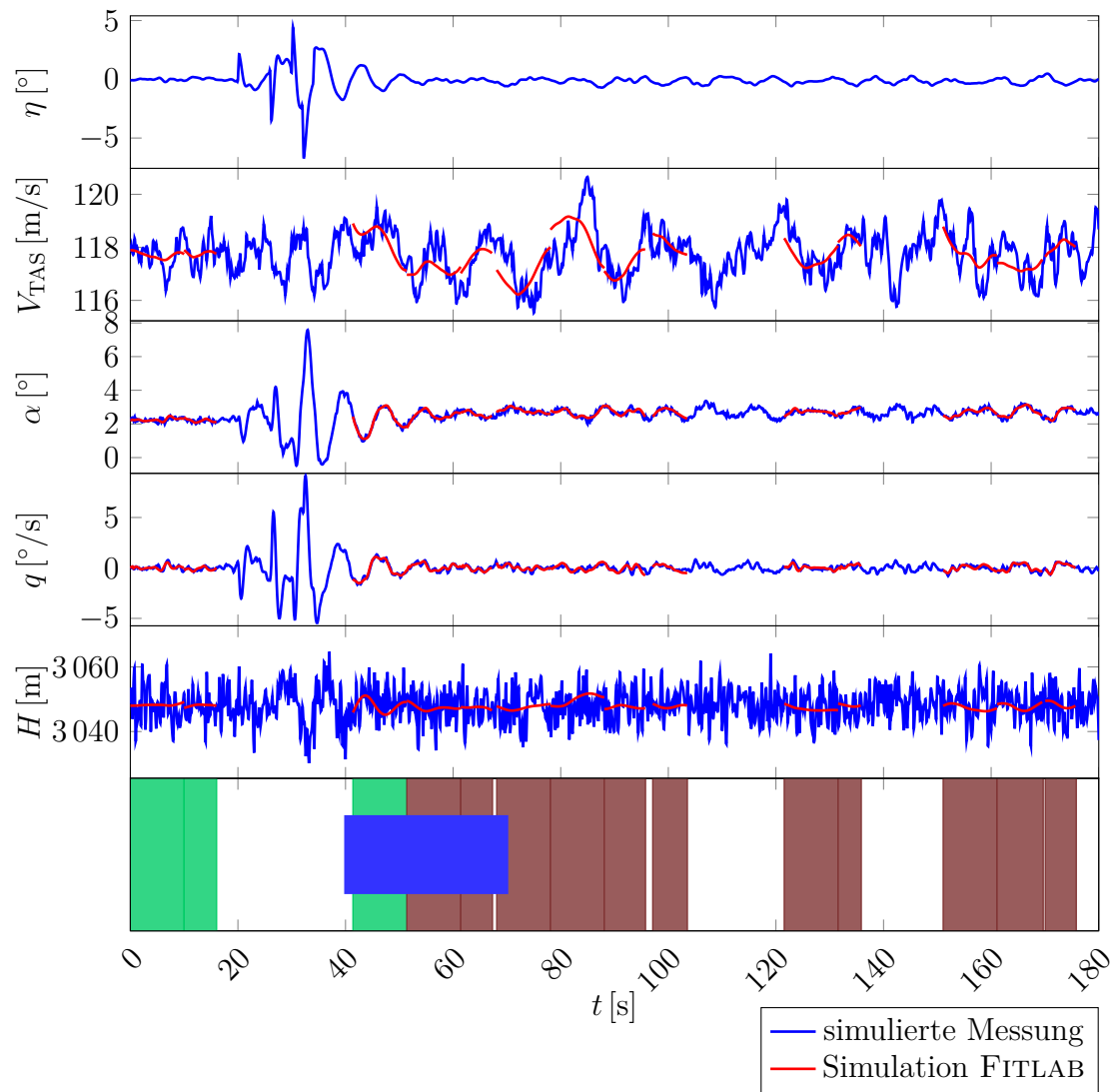


Abbildung 11: Systemtest: Zeitverläufe der (simulierten) Messdaten, der FITLAB Simulation nach der Schätzung und der Eisdetektion ($V_{IAS} = 102.89 \text{ m/s}$, $H = 3048.00 \text{ m}$)

ersichtlich, dass das System alle Bereiche wie gewünscht kennzeichnet. Die Segmente vor der beginnenden Vereisung bzw. bis maximal zur Hälfte der Vereisung werden als eisfrei und unproblematisch detektiert, und alle danach untersuchten Bereiche lösen eine Eiswarnung aus.

Ein Gesamtüberblick über die Resultate aller 30 untersuchten Testpunkte ist in [Tabelle 6](#) gegeben. Dort sind neben Höhe H und Geschwindigkeit V_{TAS} die Anzahl der untersuchten Zeitabschnitte bzw. Datensegmente und die Anzahl der Falschdetektionen aufgelistet. Nur bei Testpunkt 19 kam es bei der gewählten Systemkonfiguration und den verwendeten Kriterien zur Detektion zu einer ausgewiesenen Falschdetektion, was bei 474 ausgewerteten Segmenten einer Fehlerrate von ca. 0.21 % entspricht. Hierbei wurde ein Segment während der Vereisung noch als eisfrei detektiert (vgl. [Abbildung 12](#)), obwohl das Segment schon in der zweiten Hälfte der Vereisungszeitspanne liegt, was nach obiger Definition eine Falschdetektion (Nichtdetektion) darstellt.

Zum weiteren Vergleich sind für den selben Zeitverlauf die Detektionsergebnisse ohne Windabschätzung in [Abbildung 13](#) und mit Windabschätzung in [Abbildung 14](#) dargestellt. Die nachsimulierten Verläufe der Geschwindigkeit zeigen ganz klar, dass ohne die Windinformation die gemessenen Verläufe nur schlecht abgebildet werden. Weiterhin kommt es zu einer Fehldetektion im ersten Segment, da ohne die Information über die vorherrschende Rückenwindkomponente die geringere Fluggeschwindigkeit über einen höheren Widerstand im Modell geschätzt wird. Der falsch geschätzte Nullwiderstandsbeiwert C_{W0} löst dann die Eiswarnung aus.

Nr	H	V_{TAS}	Segmente	Falsch- detektion
1	304.80 m	82.31 m/s	17	0
2	304.80 m	92.60 m/s	16	0
3	304.80 m	102.89 m/s	15	0
4	609.60 m	82.31 m/s	16	0
5	609.60 m	92.60 m/s	17	0
6	609.60 m	102.89 m/s	15	0
7	914.40 m	82.31 m/s	18	0
8	914.40 m	92.60 m/s	14	0
9	914.40 m	102.89 m/s	16	0
10	1219.20 m	82.31 m/s	17	0
11	1219.20 m	92.60 m/s	15	0
12	1219.20 m	102.89 m/s	14	0
13	1524.00 m	82.31 m/s	18	0
14	1524.00 m	92.60 m/s	16	0
15	1524.00 m	102.89 m/s	15	0
16	1828.80 m	82.31 m/s	18	0
17	1828.80 m	92.60 m/s	17	0
18	1828.80 m	102.89 m/s	16	0
19	2133.60 m	82.31 m/s	16	1
20	2133.60 m	92.60 m/s	17	0
21	2133.60 m	102.89 m/s	16	0
22	2438.40 m	82.31 m/s	16	0
23	2438.40 m	92.60 m/s	16	0
24	2438.40 m	102.89 m/s	14	0
25	2743.20 m	82.31 m/s	15	0
26	2743.20 m	92.60 m/s	16	0
27	2743.20 m	102.89 m/s	16	0
28	3048.00 m	82.31 m/s	13	0
29	3048.00 m	92.60 m/s	15	0
30	3048.00 m	102.89 m/s	14	0
Gesamt			474	1 ($\approx 0.21\%$)

Tabelle 6: Zusammenfassung der ersten Testergebnisse zur Vereisungsdetektion (30 Testpunkte)

9 Fazit

Im vorliegenden Bericht wurde erfolgreich ein Konzept zur Detektion von Vereisung am Flugzeug vorgestellt, realisiert und mit Simulationsdaten getestet. Die Untersuchungen zum Detektionsverhalten an verschiedenen Testpunkten im unteren, für Vereisung gefährlichen Teil der Flugzeugenvelope haben gezeigt, dass die Zuverlässigkeit des Systems recht hoch ist, jedoch ist trotz der Falschdetektionsrate von unter 0.25 % hier noch eine Verbesserung möglich.

Da die durchgeführten Tests nur als erster Anhaltspunkt für das Verhalten des Systems dienen, darf an dieser Stelle noch keine abschließende Bewertung durchgeführt werden. Trotzdem unterstützen die Ergebnisse die Zuversichtlichkeit, dass der gewählte und umgesetzte Konzeptansatz, auf Grund seiner Einfachheit und vermeidlichen Zuverlässigkeit ein hohes Potential für eine weiterführende Untersuchung beinhaltet.

Die vorgeschlagene Windschätzung zum Beispiel könnte von der näherungsweisen Bestimmung eines konstanten atmosphärischen Störeinflusses auf die Berücksichtigung von veränderlichen Windfeldern inkl. Turbulenz erweitert werden. Dafür könnte zum Beispiel eine Schätzung einer zeitabhängigen, komplexen Windfunktion implementiert werden, die aus den gemessenen Strömungsgrößen im Frequenzbereich weit oberhalb der Flugzeugeigenbewegung extrahiert wird.

Literatur

- [AR344] ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH & DEVELOPMENT (AGARD) - FLUID DYNAMICS PANEL WORKING GROUP 20: *Ice Accretion Simulation*. AGARD Advisory Report 344, North Atlantic Treaty Organization (NATO), Neuilly-Sur-Seine, France, December 1997.
- [BRaA00] BRAGG, MICHAEL B.; HUTCHISON, TIM; MERRET, JASON; OLTMAN, R. und POKHARIYAL, DAVESH: *Effect of Ice Accretion on Aircraft Flight Dynamics*. 38th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 10.-13. Januar 2000. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (AIAA).
- [DEI12] DEILER, CHRISTOPH: *Supercooled Large Droplet Icing (SuLaDI) – Aufbau einer flugmechanischen Simulation der degenerierten Flugzeugkonfiguration (Version 1.0)*. Institutsbericht (IB 111-2012/56). Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. - Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig. 2012.
- [DEIL12] DEILER, CHRISTOPH: *An Online Parameter Estimation Tool*. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK), Berlin, 10.-12. September 2012. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR).
- [DEI1320] DEILER, CHRISTOPH: *DLR@Uni Projekt – Supercooled Large Droplet Icing (SuLaDI) – Konzept zur Detektion von aerodynamischer Vereisung mittels Methoden der Systemidentifizierung*. Institutsbericht (IB 111-2013/20). Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. - Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig. 2013.
- [DEI1301] DEILER, CHRISTOPH: *DLR@Uni Projekt – Supercooled Large Droplet Icing (SuLaDI) – Qualitative Parameterstudie zu Flugleistungen eines eiskontaminierten Flugzeuges*. Institutsbericht (IB 111-2013/01). Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. - Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig. 2013.
- [DEIL13] DEILER, CHRISTOPH: *Data Parser Approaches for (online) Parameter Estimation*. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK), Stuttgart, 10.-12. September 2013. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR).
- [JAT06] JATEGAONKAR, RAVINDRA V.: *Flight Vehicle System Identification - A Time Domain Methodology*, Band 216 der Reihe *Progress in Astronautics and Aeronautics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1801 Alexander Bell Drive, Reston, Virginia 20191, USA, 2006.
- [MAL08] MALLAT, STÉPHANE: *A Wavelet Tour of Signal Processing – The Sparse Way*. Academic Press, Burlington, MA, USA, 3. Auflage, Dezember 2008.
- [PET12] PETERSEN, ANNA: *Untersuchung des Einflusses von Vereisungen an der Vorderkante eines 2D-ATTAS-Flügelprofilschnittes auf die aerodynamischen Bewerte*. Institutsbericht (IB 124-2012/909). Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. - Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig. 2012.
- [SEW0727] SEHER-WEISS, SUSANNE: *User's Guide - FITLAB – Parameter Estimation*

Using MATLAB - Version 2.2.6. Institutsbericht (IB 111-2007/27). Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. - Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig. 2007.

[TSB97] TRANSPORTATION SAFETY BOARD OF CANADA (TSB), *Aviation Report (TSB A97H0011)*. Gatineau, Quebec, CA, 26. Mai 1999.

A Anhang

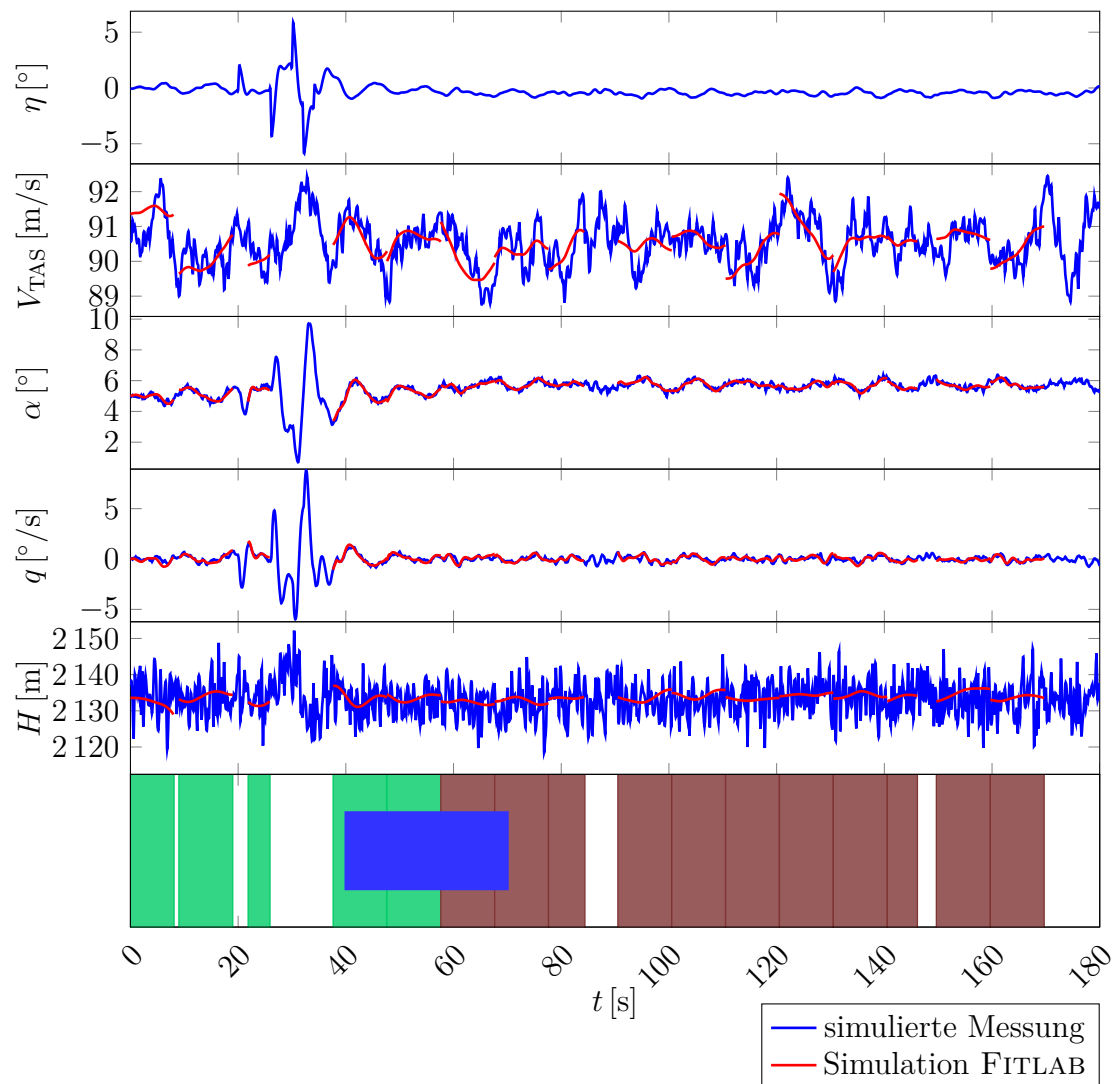


Abbildung 12: Systemtest: Zeitverläufe der (simulierten) Messdaten, der FITLAB Simulation nach der Schätzung und der Eisdetektion ($V_{IAS} = 82.31 \text{ m/s}$, $H = 2133.60 \text{ m}$)

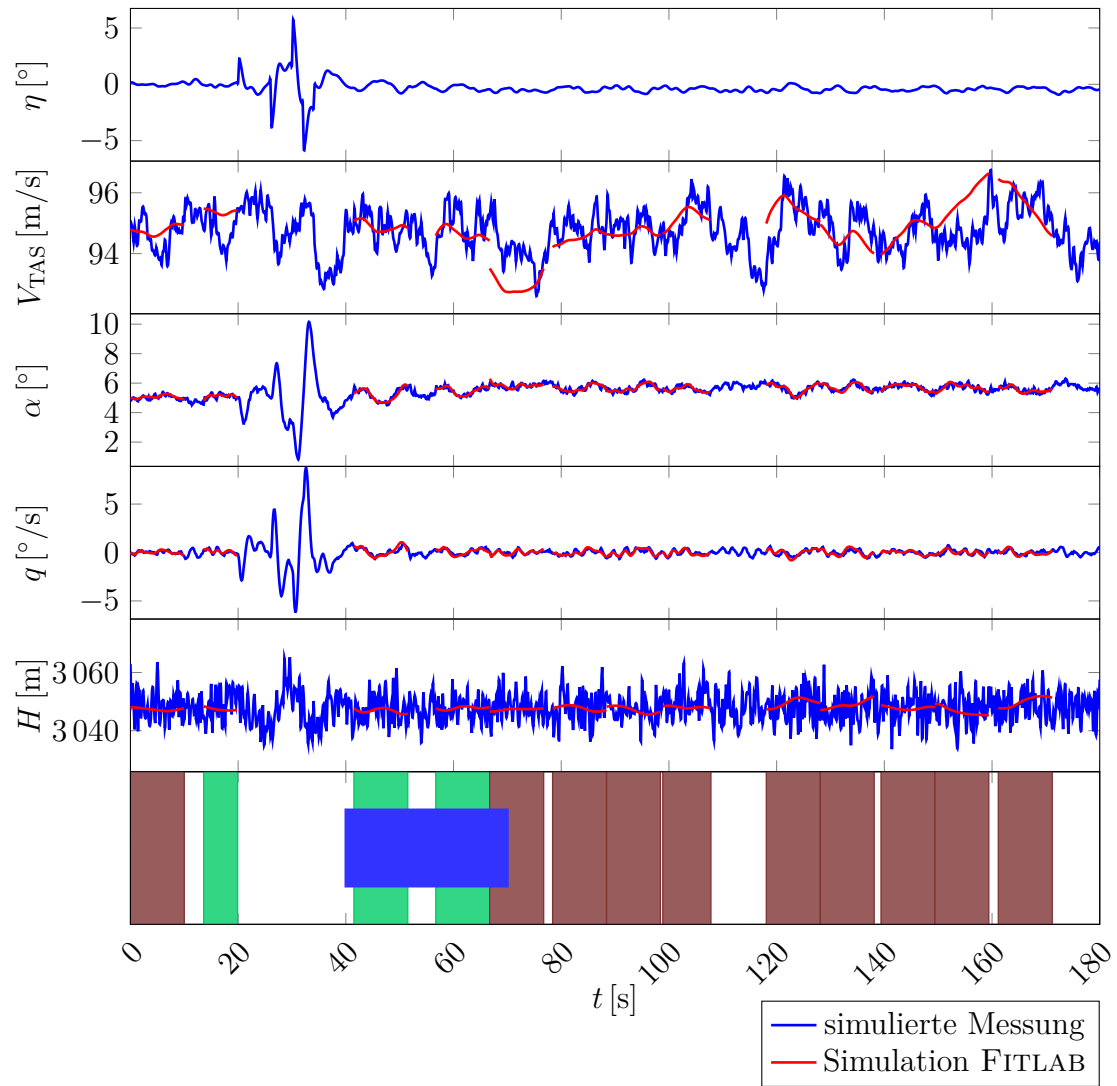


Abbildung 13: Systemtest: Zeitverläufe der (simulierten) Messdaten, der FITLAB Simulation nach der Schätzung und der Eisdetektion – ohne Windabschätzung ($V_{IAS} = 82.31 \text{ m/s}$, $H = 3048.00 \text{ m}$)

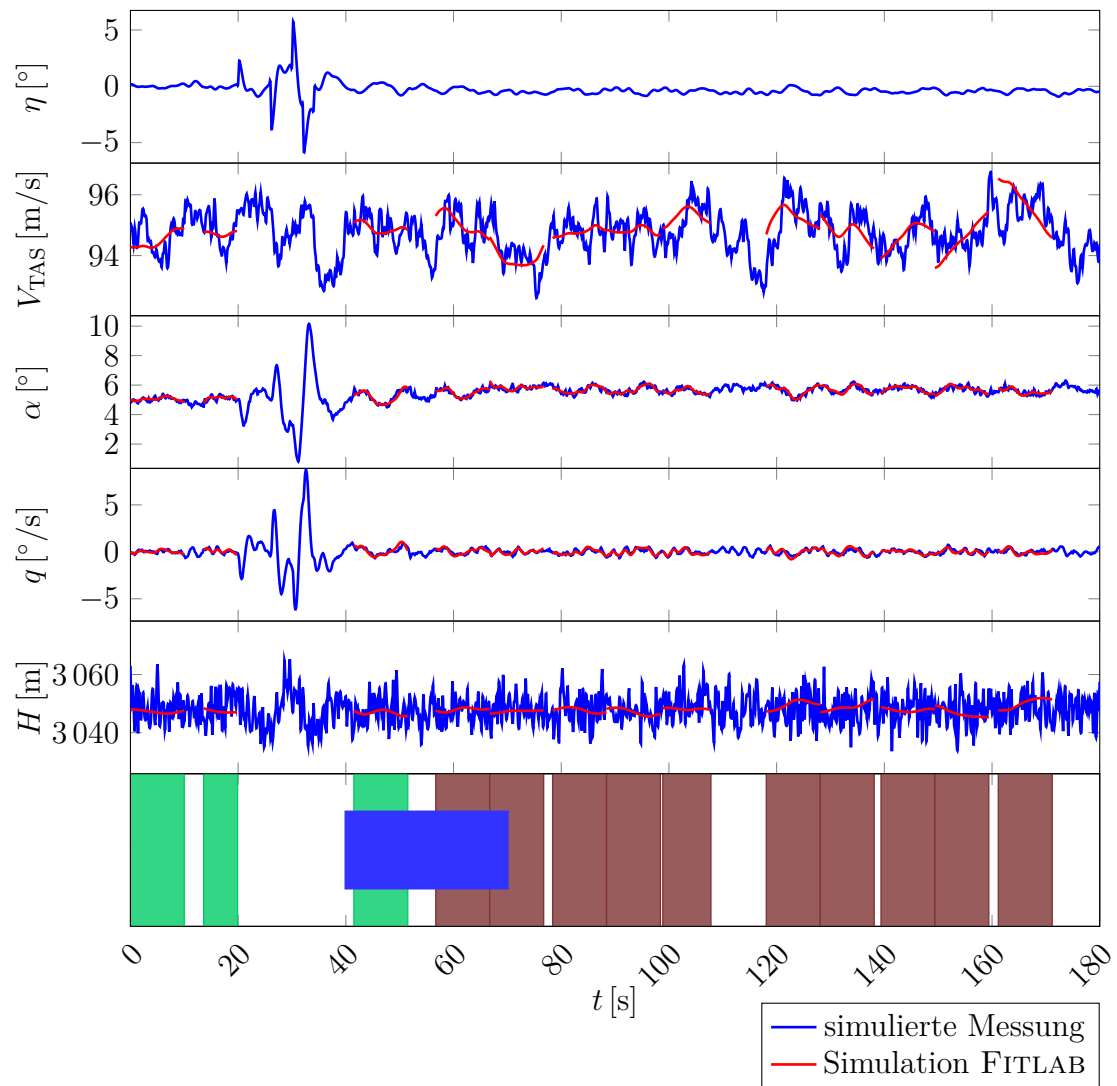


Abbildung 14: Systemtest: Zeitverläufe der (simulierten) Messdaten, der FITLAB Simulation nach der Schätzung und der Eisdetektion ($V_{IAS} = 82.31 \text{ m/s}$, $H = 3048.00 \text{ m}$)